

Cavity 형상비에 따른 혼합 증대 효과의 수치적 연구

오주영¹, 배영우², 김기수³, 변영환^{4*}, 이재우⁵

NUMERICAL STUDY OF MIXING ENHANCEMENT EFFECT DUE TO THE CONFIGURATION RATIO OF CAVITY

Juyoung Oh, Y.W. Bae, K.S. Kim, Y.H. Byun. and J.-W. Lee

SCRamjet is the key technology for hypersonic flight over mach number 6. It is characterized by very short residence time in combustor because its internal flow is supersonic. In this short time, the whole process of combustion must be done. Especially numerical study of combustor is important because air-fuel mixing rate influences the performance of combustor. Various methods of air-fuel mixing enhancement are proposed. Among these, cavity injection method is selected to study in this paper. The numerical study is conducted with the variation of the cavity length at the fixed height of unit and jet injection on the downstream of cavity.

Key Words: 스크램제트(SCRamjet), 혼합증대(Mixing Enhancement), 공동(Cavity), 전산유체역학(CFD)

1. 서론

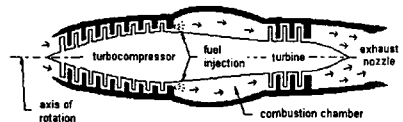
1947년 X-1으로 음속이 돌파된 이래, 1950년대부터 더 빠르게 비행할 수 있는 비행체 개발에 대한 연구가 미국을 중심으로 활발하게 이루어지고 있다. 최근 개발된 X-43A는 스크램제트 엔진을 사용하여 Mach 6.8에 이어 Mach 9.6 비행에 성공했다.

스크램제트(SCRamjet)는 Mach 6 이상의 극초음속 영역의 비행을 가능하게 하는 핵심기술로서 공기를 흡입하여 추력을 발생시키는 독특한 형태의 추진기관이다.

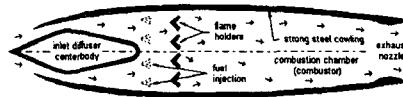
Mach 6 이상의 속도로 유입된 공기를 약 1/3으로 감속시켜 연소기 내부로 공급해주고 초음속 상태에서 연소과정을 진행, 노즐을 통해 추력을 발생시킨다. 따라서 터보제트 엔진처럼 압축기가 필요하지 않고, 초음속 상태로 연소기를 통과해 추력을 발생하므로 램제트 엔진에서의 축소-확대 노

즐이 아닌 단순 확대 노즐을 사용한다.(Fig 1.)

초음속 상태에서 연소과정이 이루어지므로 램제트(Ramjet) 엔진에서처럼 과도한 감속으로 인한 추력손실이 없고 전압손실도 감소시킬 수 있으며, 높은 온도 상승으로 인한 열해리 현상도 감소시킬 수 있다.



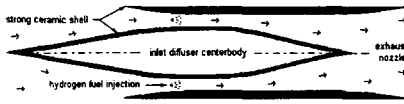
a) Turbojet Profile



b) Ramjet Profile

1 건국대학교 항공우주공학과

* Corresponding author E-mail: yhbyun@konkuk.ac.kr



c) SCRamjet Profile

Fig. 1 Schematics of Air-breathing Engine

연소기 내부로 유입되는 공기의 속도가 초음속을 유지하기 때문에 연소실에서 공기가 머무는 시간은 수 ms 정도로 매우 짧다. 이 짧은 시간동안 연료 분사, 공기와 연료 혼합, 점화 연소되어야하고 분사되는 공기와 연료와의 혼합정도에 의해 효율적인 연소가 발생한다. 따라서 스크램제트 엔진의 연소에서의 주 연구대상은 안정성, 화염의 구조, 화염의 길이, 연료-공기의 혼합에 대한 것이다[1-4].

연소기 내의 짧은 체류 시간에 의하여 발생하는 문제를 극복하기 위하여 연료 분사기의 형태, 분사 방법, 혼합 방법 등에 대한 다양한 연구가 수행되어왔다. 특히 혼합은 전체 연소기 성능에 큰 영향을 주므로 이에 대한 연구는 매우 중요하다.

혼합을 증대시키는 방법으로 수직 연료 분사, vortex generator, 경사충격파, step이후의 연료 분사, 경사 연료 분사, cavity를 이용한 방법 등이 제시되고 있다(Fig. 2)[5].

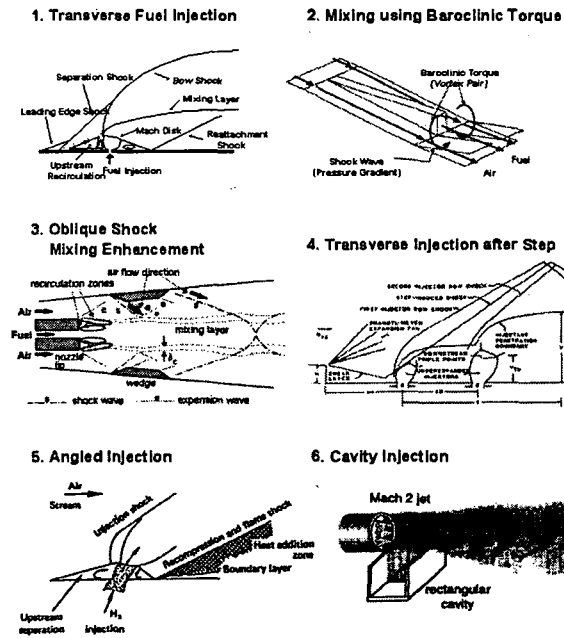


Fig. 2. Air-Fuel Mixing Enhancement Methods

본 연구에서는 cavity를 이용한 방법을 선택하여 형상을 변화시키며 혼합 증대 효과를 수치적인 방법으로 살펴보았다.

2. 지배 방정식 및 수치계산

2.1 지배방정식

초음속 연소기내의 점성 유동장을 해석하기 위하여 축대칭 압축성 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 사용하였다. 지배방정식은 보존형으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial \bar{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \bar{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \bar{G}_v}{\partial z} \quad (1)$$

2.2 수치해석기법

난류 모델로는 Menter의 SST(Shear Stress Transport) 모델을 사용하였다. SST 모델은 전단 경계층 문제에 적합한 표준 k-ε 모델과 벽면 난류 현상 예측에 적합한 Wilcox의 k-ω 모델을 혼합한 난류모델이다.

공간 차분 기법으로는 Roe's FDS(Flux Difference Splitting)를 사용하였고 해의 진동을 제어하기 위해 Min-Mod Limiter를 사용하였다. 시간적분 방법으로는 완전 내재적 방법을 사용하였다.

수치 계산에 사용된 격자는 계산 시간을 단축하기 위하여 대칭 경계조건을 이용하여 jet이 분사되는 연소기의 절반을 사용하였다.

2.3 모델형상 및 초기조건

모델형상은 코드 검증을 위해 실험 장치와 동일한 크기의 형태로 구성하였고 그 형상은 Fig. 3과 같다. 단일 분사되는 분사구의 직경(D)은 1mm이고 연소기 형상은 폭 15D, 높이가 35D이다. 분사되는 위치는 연소기 중앙에서 cavity 후류 5D 위치이다. cavity에 의한 혼합 효과를 비교하기 위해 cavity 없이 동일 위치에서 jet만 분사되는 경우를 추가하였다.

cavity 후류에서 분사되는 jet은 329.1kPa 압력의 공기를 분사하였다. 따라서 수치계산 시 화학반응을 포함하지 않았다.

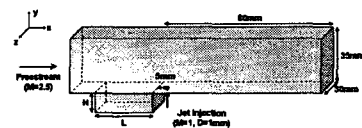


Fig. 3 Geometry of Numerical Analysis

계산에 사용된 cavity의 형상은 Table 1과 같다.

Table 1 Configuration of Cavity (unit:mm)

| | Case1 | Case2 | Case3 | Case4 |
|--------|-------|-------|-------|-------|
| Length | 0 | 10 | 20 | 30 |
| Height | 10 | 10 | 10 | 10 |
| L/H | 0 | 1 | 2 | 3 |

분사조건은 운동량 플럭스비(J)를 2.0으로 고정하여 Table 2와 같은 유동조건으로 해석하였다.

$$J = \frac{(\rho u^2)_j}{(\rho u^2)_f} = \frac{(\gamma P M^2)_j}{(\gamma P M^2)_f} \quad (2)$$

Table 2 Flow Condition

| | Freestream | Jet |
|-----------------|------------|-------|
| Mach Number | 2.5 | 1 |
| Pressure (kPa) | 26.3 | 329.1 |
| Temperature (K) | 129 | 241.7 |
| Momentum Ratio | 2.0 | |

3. 전산해석결과

3.1 코드검증

본 연구실에서 보유한 초음속 풍동 장비와 동일한 조건으로 계산된 결과와 실험결과를 비교하여 코드 검증을 수행하였다. 코드검증에 사용된 실험 결과는 shadow graph를 이용한 가시화 결과이다. shadow graph는 밀도차에 의한 광경로차로 발생하는 값을 나타내므로 계산 결과의 등밀도선과 비교하였다. Fig. 4에서처럼 두 결과가 비교적 잘 일치함을 볼 수 있다.

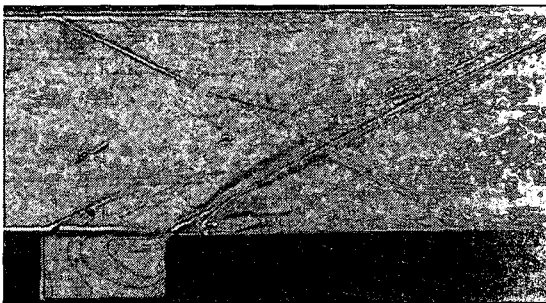


Fig. 4 Code Validation

3.2 해석결과

혼합률을 나타내는 값으로 와도(ξ :vorticity)를 사용하였다. 와도는 회전운동의 세기를 나타내는 값으로 (3)과 같은 식으로 구한다. 와도의 크기가 커짐에 따라 회전하는 크기의 세기도 커지고 회전하는 세기의 증가는 공기-연료의 혼합을 증대시킨다.

$$\xi = \nabla \times \vec{V} = \left(\frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right) \vec{i} + \left(\frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial x} \right) \vec{j} + \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) \vec{k} \quad (3)$$

Fig. 5는 z의 단면 0, 5, 10mm에서의 와도의 비를 나타낸 것이다. 와도의 비는 (4)의 식을 통하여 구한다.

Ratio of Vorticity

$$= \frac{\sum \text{각 단면 } y \text{ 위치에서의 와도}}{\sum \text{각 단면 } y \text{ 위치에서의 } L/H=0 \text{ 와도}} \quad (4)$$

와도의 비를 살펴보면 대체적으로 L/H가 증가할수록 와도비 역시 증가함을 볼 수 있다. 특히 L/H=2 이하의 경우보다 L/H=3인 경우에서 그 증가의 차이는 매우 크다. 이는 다음과 같은 원인으로부터 발생한다.

Cavity 외부와 내부 흐름의 경계인 전단경계층(Shear Layer)의 두께가 L/H가 증가함에 따라 두꺼워지고 두꺼워진 전단경계층이 초음속 분사로 인해 발생하는 separation 영역의 크기를 확장시킨다. 또한 전단경계층과 cavity 뒷벽에서 발생하는 shock은 초음속으로 분사되는 jet 앞에 생기는 bow shock에도 영향을 주게 된다.

Bow shock은 전단경계층의 영향으로 L/H가 커질수록 기울기가 감소한다. 기울기가 감소되면서 jet 분사 이후에 발생하는 쌍와류의 형태가 옆 벽면 쪽으로 확장되면서 이에 따라 cavity가 없는 경우보다 옆 벽면에서의 와도의 분포가 크게 증가된다.

게다가 $M_{\infty}=2.5$, L/H비가 2~3인 영역에서 cavity의 진동 모드가 변함에 따라 L/H=2와 L/H=3의 와도 크기의 차가 뚜렷하다.[4]

4. 결론 및 향후계획

자유류 마하수 2.5에서 cavity의 형상에 따른 혼합 증대 효과를 Navier-Stokes 방정식을 통해 해석해 보았다. 해석 형상은 사각형태의 cavity length/height를 변화시키고 cavity 후

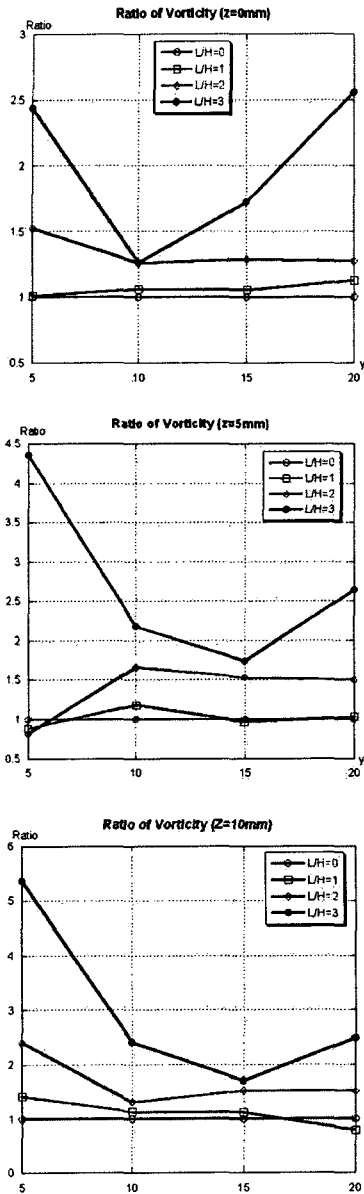


Fig. 5 Comparison of Vorticity Ratio

류에 운동량 플럭스비 2의 jet을 분사시켰다.

cavity 뒷부분 jet 분사 영역 이후의 와도 분포를 비교해 본 결과 L/H가 증가함에 따라 와도의 크기도 증가함을 확인하였다.

이는 다음과 같은 원인에 의해서 발생된다.

- L/H의 증가에 따른 전단경계층(Shear Layer) 증가
- 전단경계층 증가로 인한 separation영역 확장
- bow shock의 형상 변화

현재까지 L/H=3인 영역까지 L/H가 증가할수록 와도가 증가함을 확인하였다. 앞으로 L/H=4 이상의 cavity가 혼합 증대에 미치는 효과를 추가적으로 확인해 볼 계획이다.

참고문헌

- [1] 윤영빈, 1998, "스크램 제트 엔진의 개발 동향", 한국항공우주학회지, 26권, 5호
- [2] Ji-Ho Kim, Jaehoon Sim, Jaehung Kim, Youngbin Yoon and In-Seuck Jeung, 1999, "Mixing enhancement of hydrogen diffusion flames in supersonic air using shock waves", 35th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit
- [3] Sang-Hyun Lee, January-February 2003, "Mixing Augmentation of Transverse Injection in Scramjet Combustor", Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 1
- [4] Ben-Yakar, A. and Hanson, R. K., 2001, "Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjet: An Overview," Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 4, pp.869-877
- [5] D. M. Bushnell, "Hypervelocity Scramjet Mixing Enhancement", J. Propulsion, Vol. 11, No. 5